

# “飞天”舱外航天服的研制

李潭秋

(中国航天员科研训练中心)

**摘要** 2008 年 9 月 27 日,我国研制的“飞天”舱外航天服在首次空间出舱活动中圆满完成,标志着我国已突破掌握空间出舱活动的核心技术。扼要介绍“飞天”舱外航天服的系统方案与组成,突破的主要关键技术,达到的技术性能及其技术特征,并对后续发展进行前瞻性分析。

**关键词** 载人航天 出舱活动 舱外航天服

## 1 概述

出舱活动是载人航天的关键技术之一,而舱外航天服技术是出舱活动的核心技术。国外多年的出舱活动实践表明,对于完成大型航天器的建造、维护维修,航天器的在轨捕获和维修,以及载人航天的应急故障处置,都发挥了极为重要的作用,有效延长了轨道器的在轨寿命周期,取得了不可替代的巨大效益。

20 世纪 60 年代初,为验证人类在空间生存和工作的可能性,美国、前苏联开始了出舱活动(Extravehicular Activity, EVA 下同)的尝试。在前苏联“上升”号和美国“双子座”任务中采用的舱外航天服,基本上是舱内航天服加上真空屏蔽隔热服罩衣构成的简易系统,通过脐带/简易供氧装置进行开式供氧,不具备独立工作能力,关节系统工效性能差,采用通风冷却,热舒适性差。“阿波罗”登月计划研制了真正的出舱活动系统—A7L 舱外航天服,采用了全软性结构(舱内舱外通用),具有独立生保系统和通信功能,能够独立工作 6~7h,并首次采用了液冷系统。该航天服需要根据航天员体型定制,穿脱口采用密封拉链,穿脱时间长达 45Min。

根据空间站发展的需要,现代的舱外航天服均是根据出舱任务要求专门设计的系统,不再采用出舱活动和座舱压力应急通用航天服设计模式。目前,国际空间站和美国航天飞机使用的分别是俄罗斯“海鹰”航天服和 EMU(Extravehicular activity Unit)航

天服,它们均采用半硬式结构,即头和躯干部分为硬式结构、四肢为软式结构,具有独立生保系统和液体冷却、水升华器冷源,能够独立工作 6~8h。“海鹰”航天服为轨道基系统,采用 40kPa 压力制度、后背背包铰链门结构进出舱外服,能够适应 165~185cm 非极端体型人员使用。美国 EMU 为地面基系统,采用 29.6KPa 压力制度,腰部断接穿脱模式,能够根据人体尺寸通过组件组合匹配,能够在轨进行一定程度调节。上述两种航天服均为经过多年飞行实践不断完善的系统,具备进行复杂的轨道作业能力。

按照我国载人航天“三步走”的发展规划,掌握出舱活动技术是第二步第一阶段首要目标,神舟七号任务的主要目标就是突破出舱活动技术,为后续空间站等大型空间设施的建造和维护维修奠定基础。舱外航天服实际上是一个小型的载人航天器,其研发本身就是一项技术构成复杂、结构集成度高、技术综合性强的系统工程,由于研发周期短、基础薄弱,挑战极为严峻。因此“飞天”舱外航天服的研制就自然成为神舟七号任务的短线和关键。

## 2 系统方案要点与结构组成

### 2.1 任务要求和系统约束

根据神舟七号任务要求,首次出舱任务采用神舟飞船作为母船,利用轨道舱作为气闸舱,进行出舱活动;配置两套舱外服(“飞天”与“海鹰”各一套),两名航天员联合执行出舱活动任务,一人出舱,另一人

在气闸舱内实施辅助、救援工作。

主要任务进行近舱的载荷回收和出舱机动,突破空间出舱活动技术。

轨道舱在上升段提供舱外服整体及其舱载设备的安装固定支架;运行段提供有线通信和供电、泄复压控制、过闸段的舱载冷源;出舱段提供无线/有线通信以及辅助机动和系挂设施。近舱通过扶栏自主机动。测控系统保证出舱段的连续覆盖。

出舱舱门直径:不大于 850mm;

舱外航天服系统质量:不大于 120kg;

独立工作时间:不小于 4h;

上升段力学环境:振动和加速度同轨道舱相应位置的力学环境;

出舱外环境条件:300~400km 高度空间环境;

气液接口及压力制度与“海鹰”兼容(同时出舱的要求)。

## 2.2 主要技术指标和要求

根据任务要求,系统设计约束条件、人体生理学和工效学要求,兼下一步技术目标,确定了系统的主要总体技术要求和性能指标如下:

(1)人体代谢热保障能力:按人体代谢平均 300W,最低 100W,最高不低于 600W 保障散热能力;耗氧量为平均 52.4L/h,最大 77.3L/h; $\text{CO}_2$  产生量为平均 47.1L/h,最高 73.4 L/h;

(2)工效学要求:穿脱方便,经过训练后穿脱时间为不大于 5min,操作和视觉保障工效满足出舱活动任务工效学要求;

(3)压力制度:出舱正常工作压力为  $40_{-3}^{+1}$  kPa(绝对压力);

(4)工作时间:独立工作不低于 4h;舱载联合工作时间不低于 2h;

(5)质量/功耗:出舱状态总质量不超过 120kg,独立工作总功耗不超过 55W;

(6)密封性:总漏气率不大于 1L/min(40kPa 余压);

(7)尺寸适应性:能够满足身高 165cm~175cm 的非极端体型航天员穿着使用;

(8)服内气体环境指标:氧气不低于 95%,盔内口鼻区的  $\text{CO}_2$  不超过 1.33kPa,重负荷工作条件下不超过 2.67kPa,时间不超过 15min;氨不超过 20mg/m<sup>3</sup>;CO 不超过 15mg/m<sup>3</sup>;有机物不超过 200mg/m<sup>3</sup>;

(9)热控性能:轨道热真空环境中,向舱外服漏入/漏出的辐射热流不超过  $\pm 130\text{W}$ ;手套能够耐受温度为  $-110^\circ\text{C}\sim+110^\circ\text{C}$ 。独立工作模式下,散热能力满足人体代谢和设备散热要求,控制服内气温 18~28℃;

(10)视觉防护能力:头盔面窗能保护航天员免受紫外辐射,具有防眩光能力和良好的防雾能力;

(11)同时使用遥测通信能力:舱外服状态参数、服内环境参数、航天员生理参数具有有线和无线两种遥测传输方式;与飞船相关分系统实现无线全双工通话;

(12)个人信息处理、控制与显示:能够为航天员提供系统关键参数处理、显示和报警功能;

(13)构型能够满足航天员独立穿脱和操作;生保消耗品、电池、易损件能够在轨更换;无线遥测装置(包含电池、氧瓶、遥测通信机、配电器和复接器等)独立封装,可在轨与服主体连接;能够以有线/无线两种模式工作,具有与“海鹰”兼容的气液接口。

## 2.3 方案要点和系统组成

根据神舟七号任务和后续任务要求,出舱的定位为近地轨道的出舱活动,没有类似航天飞机的大型空间运输系统,因此研制的舱外航天服为轨道基系统,即具有在轨维护和维修能力。考虑到面向我国后续空间站的建设和维护需求,通过研制将全面掌握舱外航天服的核心技术,系统应具有先进、可持续发展的系统架构,并可满足一般的轨道出舱活动作业要求。

### 2.3.1 系统构形与布局设计

“飞天”舱外航天服总体构型如图 1,采用半硬式结构,头盔为不可拆卸硬式结构,四肢为软式结构,手套可快速断接。进出方式为后背铰链门方式,采用操纵杆控制,生保系统集成于背包门内。航天员自操纵部分,即电动控制和气液控制集成于胸前位置,通过整合设计保证操作工效。无线遥测系统主要安装在可拆卸的挂包内,便于实现有线/无线模式的转换,并能够保证上升段的独立安装。

气液脐带采用与俄罗斯“海鹰”航天服完全兼容的结构,置于右胸下部;电脐带和应急供氧管位于腰部左侧,安全系绳位于腰部右侧法兰结构上。

舱外服整体在飞船上的安装主承力点为胸前和腰两侧固定结构,该结构与“海鹰”一致。

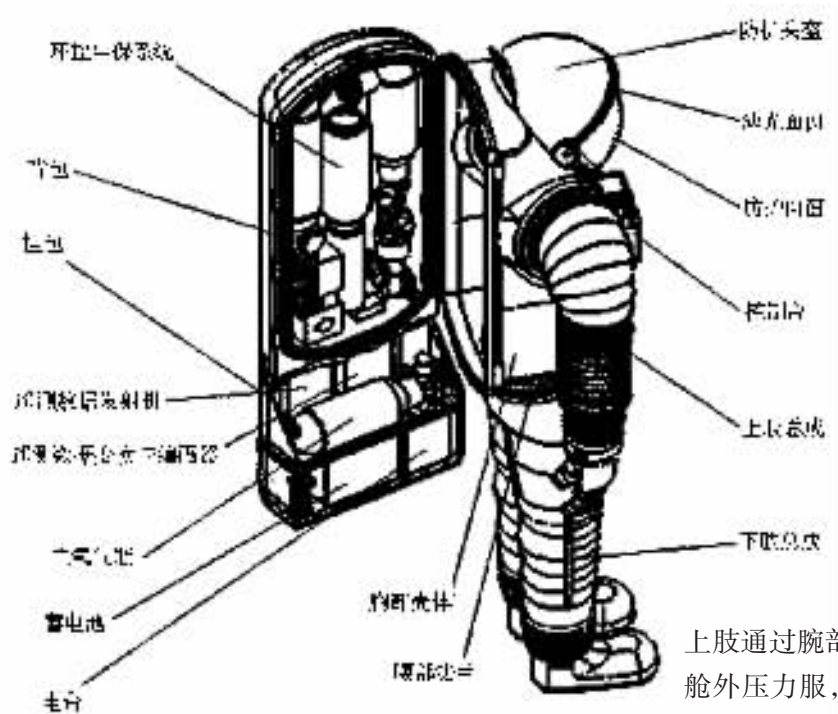


图 1 “飞天”舱外服总体构型图

数字化个人信息处理装置安装在背包下部, 信息显示(OLED)位于电控台上部, 余压表集成于电控台上。照明灯置于头盔两侧, 保证了控制台和工作区域照明要求。

系统分为 4 个分系统, 即结构与机构分系统, 环境控制与生命保障分系统, 医监与遥测分系统和控制与显示分系统。

2.3.2 结构与机构分系统

由真空压力防护的压力服、被动热防护的真空屏蔽隔热服、液冷服以及其它附件等组成。

(1) 压力防护结构

压力防护主要由舱外压力服(包括躯干、头盔、上肢、下肢和手套等组件)完成。压力服为半硬式拟人结构, 躯干结构组件与舱外头盔连为一体, 通过锁闭机构同背包结构组件密封连接, 构成硬体结构, 整体为一个异形的薄壁结构, 该结构同时作为系统设备集成的框架结构。具有多个与各组件集成安装开口界面, 躯干也将是航天服整体与飞船固定安装的界面(躯干前部的中央锁销和躯干两侧的固定销槽), 承载上升段的加速和振动过载, 壳体采用铝合金冲压与接口框架焊接成型。

四肢承压结构为软体结构, 分别由主备气密层、限制层、气密轴承和通风软管构成, 与躯干壳体组件的连接方式为通过法兰盘螺接和压接。如图 2 所示,

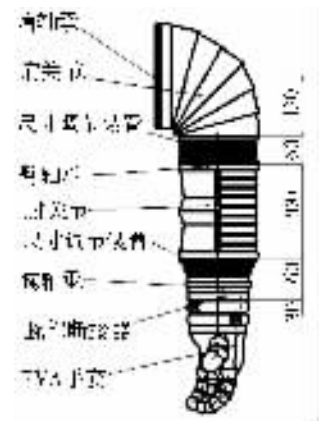


图 2 上肢关节系统

上肢通过腕部断接器与舱外手套相连, 形成密闭的舱外压力服, 整体上具有气密、承压、结构形态控制等压力防护功能, 并能够保证舱外服具有满足要求的关节系统和手套的操作工效。

根据轨道出舱的操作要求, 上肢和手套是最为重要的保障, 因此上肢设计有 5 个自由度(肩 2、肘 2、腕 1)、下肢 3 个自由度(膝 1、踝 2)。

系统设计工作压力 40kPa, 试验压力为 60kPa, 设计强度 120kPa。

为防止系统压力过高, 系统设置有安全阀, 安全泄压压力为 45~52kPa (余压), 考虑到人体承受外压, 系统同时和结构稳定性保护, 设计有反向压力安全阀, 泄压保护压力为 20kPa。

(2) 视觉防护与保障

视觉防护与保障功能主要由头盔面窗组件完成。头盔面窗组件由压力面窗、热防护面窗、滤光面窗及其机构、防护头盔以及盔内通风管、供氧管道等组成。

头盔面窗从内向外有四层, 最内两层是密封的内部充注氮气的压力面窗, 构成具有冗余结构的透明压力防护层, 外罩层是热防护面窗, 主要起热防护和冲击防护作用。最外一层是滤光面窗, 为手动开闭调节式, 专门设计的机构可按档位调节位置固定。面窗内表面镀金, 保证在强太阳光下的低透性, 实现视觉防护功能。头盔面窗上半部外层防护采用玻璃纤维复合材料结构, 用以保护头盔面窗免受外力撞击。面窗为半球形结构, 采用聚碳酸酯材料注塑成型。面

窗整体通过硅橡胶与金属壳体密封连接。

面窗整体组合后,保证在可见光部分具有满足视觉要求透射率,达到 70%以上;通过精密的成型模具和装配工艺保证面窗具有优异的视觉效果。滤光面窗的镀金层保持 5~12%的低光透率。面窗对于紫外线波长范围内太阳射线的总穿透率为零。

专门设计的头部气流布局和气温控制,并结合长效防雾涂层,能有效防止面窗结雾。

### (3)热防护结构

系统整体的被动热防护利用压力服外的多层真空屏蔽隔热服(MLI)实现,并按安装要求分片设计,由上衣、袖子、裤子、背包防护层(包括操纵控制装置防护层和气液复合连接器防护层)、挂包防护层和防护靴等部分构成。各部分通过编扣带和尼龙搭扣与本体连接,为整体系统提供被动热防护。

真空屏蔽隔热服由外防护层(亦称外层)、真空屏蔽隔热层组和内衬层组成。根据防护材料的特性和热防护结构热屏蔽能力采用 5 层镀铝薄膜层。真空屏蔽隔热层采用具有高反射率的镀铝聚酯薄膜材料,层间为 Dacron 网格隔层,以避免薄膜间的接触,减少热导。

图 3 是真空屏蔽隔热服的层次结构示意图。外层为表面防护层,表面具有良好的热光学性能,对太阳辐射能量具有较低的吸收率,在红外区又有较高的发射率,以维持服装表面的合理热平衡温度状态;同时具有良好的防护机械损伤能力,较高的抗穿透性和耐磨性,在空间环境条件下较好的稳定性。



图 3 屏蔽隔热服层次结构示意图

在控制台和挂包等处于主动加热位置,绝热要求更高,真空屏蔽层采用 20 层 MLI 结构增强局部热防护能力。

### 2.3.3 环境控制与生命保障分系统:

由供氧与压力调节、通风净化、主动温控回路组成。

#### (1) 供氧与压力调节回路

正常供氧模式用于补偿航天员代谢耗氧和服装

正常泄漏用氧。正常供氧模式为高压气瓶组件里的氧气经阀门和两级减压器限流后进入气液控制台,在此氧气管路分成供氧、供水控制和引射三个支路。供氧支路经过调节器切换阀到达主/备调节器,由调节器根据服装内压力由膜盒开度自动调节供氧流量,控制压力为  $40_{-5}^{+1}$  kPa(绝对压力),此时供氧流量 0.5~5L/min。供水控制支路经单向阀,进入气液控制台上的控制阀,为供水截止阀提供气动控制力,根据水升华器开关状态(在气液控制台上)启动供水控制。引射支路进入引射器供氧阀,由航天员根据需要通过气动手柄开/关引射。当主氧瓶的二级减压器出口压力低于 5MPa 时,可手动打开气液控制台上的氧瓶切换阀,切换为备用氧瓶供氧。

当系统泄漏量增大,且系统压力降低至 35kPa 以下时,可将气液控制台上的气动手柄手动切换到“引射器”位置,此时主氧瓶或备用氧瓶内的氧气通过打开的“引射器”供氧阀向引射器供氧,并以约 12L/min 的流量经头盔通风管给服装供氧,同时产生“引射器”信号。考虑到引射供氧大流量下的系统压力控制,在气液控制台上还设计有与引射器阀门连动的排气阀,在引射状态下通过排气阀维持系统工作压力(38~41kPa)。

当系统压力下降至 32kPa 以下时,将气液控制台上的启动手柄打到“应急”位置,此时氧源自动接通备用氧瓶供氧。此状态引射器供氧氧源仍为主氧瓶,即在应急状态下主备氧瓶可同时最大限度为系统供氧:从备用氧瓶向服装头盔供氧,流量为 15L/min;从主氧瓶向引射器供氧,流量为 12L/min 左右。当系统压力仍持续降低至 27kPa 左右时,供氧调节器自动开启约 13L/min 的大流量供氧。应急状态系统最大供氧流量可达到 38L/min 以上。

#### (2)通风净化控制回路

通风净化系统用于排除航天员生命活动中的废物(二氧化碳、有害杂质、汗液),同时与主动温控系统一起保持航天员在服装内所需的热舒适环境。通风净化系统由通风循环风机、风机切换阀、气体净化装置和通风管路组成。

系统采用两只并联的离心风机(冷备份)作为动力源,风机出口安装切换阀,再与气体净化装置、水升华器、水气分离器串联,出风口在头盔内,回风口在衣袖和裤腿内。在净化罐的进出口连接 CO<sub>2</sub> 传

感器,以监测服内和进入头盔气流中的 CO<sub>2</sub> 分压。采用 LiOH 和活性炭去除人体代谢产生的 CO<sub>2</sub> 和服装内其它微量有害气体。用离心风机实现服装内强迫对流通风,收集代谢产生的水蒸气、废热和设备散热,并在流经净化装置时收集 LiOH 反应热,随后气流通过温湿度控制系统的水升华器气路通道,将热负荷传递给冷却工质,进而排放到空间。

**冷凝水收集与处理:**通风气流经过水升华器气液换热器,实现冷凝除湿,形成气液混合物,冷凝水滴在经过静态水气分离器时,被吸水材料吸附蓄留,其可作为升华补充水,即在气闸舱过渡期间冷凝水贮存在吸水材料中,当水升华器启动工作后,冷凝水引入水升华器供水腔,作为升华用水。通过专门设计的压差驱动装置将冷凝水再用于升华用水。

(3)主动温控回路

主动温控系统由以下两个回路实现:水冷却回路和供水回路(如图 4)。主动温控以液体循环回路散热为主(约 80%),通风换热为辅,热量通过水升华器/热交换器向外太空定向排放,升华水为纯水,由专门设计的供水回路控制供水开关和压力。冷却工

质循环回路为闭式回路,以加银离子的水为介质,以两台串联(冷备份)的离心式循环泵作为动力,驱动水以 110g/h 左右流量沿回路循环,通过液冷服吸收人体代谢的大部分产热,循环水在水升华器中加热升华腔的冰,冰的升华速度受循环水的热流控制。通过调节液温调节阀的分流面积,控制冷却工质进入水升华器冷却循环回路流量,从而可以手动实现热舒适性调节。系统内设备产热和部分代谢潜热由通风回路携带至水升华/换热器冷却。回路中设有储能器,稳定泵入口压力。

升华用水贮存在软水箱内,供水动力通过服内外压力差(软式水箱感受服装压力)驱动供水。给水回路内由供水压力调节器稳定控制供水压力,保证水升华器正常工作。

软水箱中水的储备量约为 3.5L,在可以保证平均代谢产热率 300W 的条件下,维持 6h 以上的舱外活动。

气液控制台液温调节阀同时集成了气动给水截止阀供气开关,控制水升华器开启和关闭(即供水的开关),可由航天员根据工况操作。

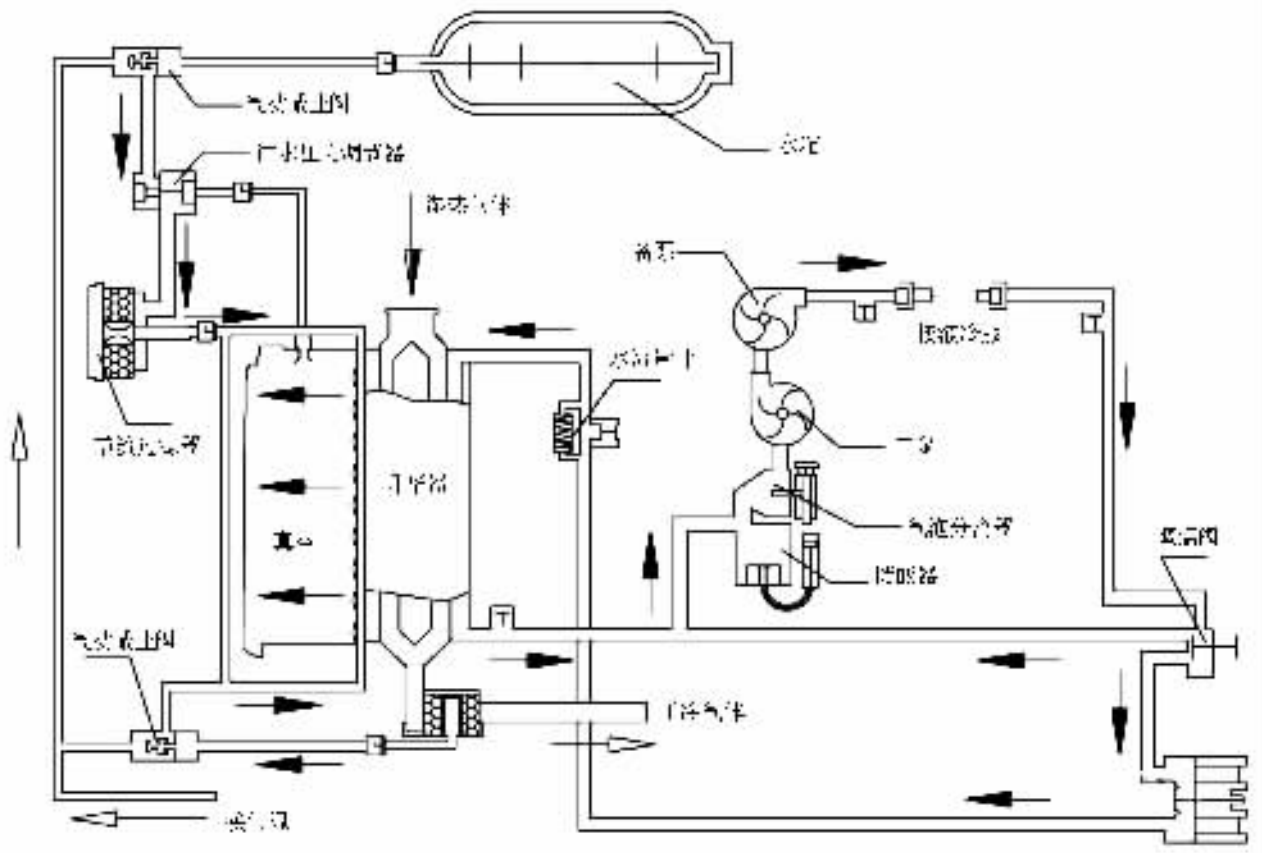


图 4 主动温控系统原理图

为了保证系统在水升华器不工作状态的冷却需求,可通过气液组合连接器与外部冷源相连接,形成冷却回路的闭合循环,保证人体和设备散热要求。

冷却回路另一个很重要的装置是液冷服,它是实现人体热平衡控制的主要换热器,通过人体和液冷服内循环冷却介质之间的热交换移出人体代谢显热。液冷服作为一种特殊的热交换器,按结构分为三部分:结构服装、换热管网和分流/集流器,如图 5 所示。液冷服结构服装是前襟带有长拉链的针织网眼连体服,由高弹力织物作为支撑和贴体束缚层,上面缠绕着小直径的医用聚氯乙烯软管。软管按人体散热的规律布覆,采用多根并流直通式,构成换热管网,覆盖全身除手、足、小臂、小腿和面部以外的全部部位,换热管路全长约 80m。

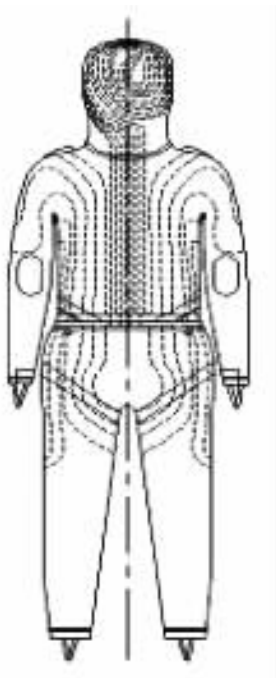


图 5 液冷服背视图

### 2.3.4 医监与遥测分系统

由采集处理生理信息的医监设备、数管设备、遥测通信设备、电源及电源管理设备、天线等组成。

医监设备主要包括航天员生理背心和生理信号放大电路两部分。航天员生理背心通过心电电极、呼吸传感器、体温传感器提取航天员的生理信息,包括一导心电、一导呼吸、一导体温;生理信号放大电路对生理背心提取的航天员生理信息进行处理放大后送数管设备。

数管设备的主要功能是采集航天员生理信息、

服内环境参数和系统工作状态参数,同时接收控制与显示分系统相关参数,并对上述数据进行打包处理再送复接器进行复接。

遥测通信设备对数管设备送来的遥测数据和通讯头戴传送来的航天员语音信息进行数据复接与分接,对有关数据进行编码、调制后通过无线方式发送到气闸舱,同时也对由遥测设备接收的母船航天员及地面传送的语音信息解码处理后送往语音放大器。

电源及电源管理设备功能是为舱外服独立工作提供一次工作电源,电源管理设备负责对电池电源进行保护和检测电池供电状态。

### 2.3.5 控制与显示分系统

主要由信息采集处理装置、信息显示器(OLED)、电控台的操作开关、控制继电器、报警装置、舱外通信头戴装置和照明灯等组成,具有操纵控制、状态转换、信息处理与显示、故障和报警提示、故障诊断和自动控制的功能。

信息采集处理装置可周期性地采集系统关键参数,经过分析处理后送 OLED,重点是连续监测风机和泵的工作状态,若发现风机和泵出现故障,即自动切换。在系统参数异常时显示和光闪烁、语音报警。

信息显示器核心器件选用 OLED。显示系统关键工作参数:服装压力、氧瓶压力、CO<sub>2</sub> 分压、供电电压、加电工作时间和设备工作状态等。在系统部件出现故障情况下,显示器自动切换显示相关部件状态,并提供故障处理决策支持信息。

电控台置于胸部由各种电控开关、保护装置、电控执行装置和报警装置等组成,为航天员提供手动电控操作、系统告警和照明控制。灯光报警装置位于头盔压力面窗外部下沿,提供灯光报警。

通信头戴装置是通话终端,主要由防噪声耳罩、帽套、送/受话器、前置放大器等组成,具有抗噪语音通信和语音报警提示功能。

照明装置安装于头盔两侧,通过电控台控制,为航天员提供阴影区的照明。

## 3 关键技术突破

“飞天”舱外服是一个复杂载人系统,涉及多个学科领域的相关技术,在研制过程中突破的关键技术,主要有:

### 3.1 异型结构设计与成型工艺实现

硬式躯干和背包的主体结构需要满足多方面的设计需求:(1)在质量尽可能小的条件下保证足够的强度和刚度,能够耐受系统内的压力、上升段的过载以及足够的耐冲击性能;(2)设备集成安装结构复杂、协调尺寸多;(3)满足人体在静态和动态操作时具有足够的结构余度;(4)与头盔和四肢结构组件接口密封和承力结构复杂;(5)有尽可能小的外轮廓,满足出舱舱口几何约束;(6)航天服进出背包门密封和锁闭机构要求。因此约束复杂、要求综合,给设计工作带来很大挑战。同时由于结构复杂、密封部分尺寸精度要求高,导致工艺实现困难,主要体现在复杂薄壁结构成型和组合焊接变形控制上。图 6 是“飞天”舱外航天服硬式上躯干组件示意图。

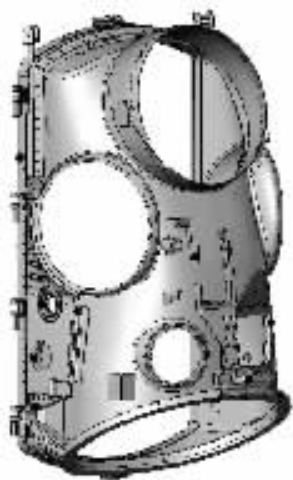


图 6 硬式上躯干组件

### 3.2 活动关节系统

关节系统是舱外航天服实现肢体活动的关键。“飞天”舱外服使用 2 类 7 种关节类型(典型弯曲关节如图 7 所示),包括气密轴承类和关节类两种,分别实现旋转和弯曲活动自由度。气密轴承的难点是:(1)高度气密性和低阻力特性的实现;(2)轻型金属轴承的耐磨性和寿命;(3)最小的内外环尺寸差;(4)与织物结构的承力和密封接口设计。柔性关节的难点在于:(1)等容结构设计及其使用寿命的保证;(2)尽可能低的弯曲阻力矩;(3)气密和限制层一体的结构。除设计外,在工艺实现也具有很多问题。“飞天”舱外航天服的关节系统是在“863”关键技术预研的基础上完成的,技术在国际上具有独特性,例如其弯曲阻力矩明显低于国外同类产品。



图 7 典型弯曲关节

### 3.3 EVA 手套技术

EVA 手套是完成出舱操作任务的关键,保证和提高手套工效意味着具有必要的灵活性、良好的触感反馈和与操作手型的良好匹配,防护和工效的矛盾在手套设计上体现最为突出。EVA 手套结构尺寸小而复杂、多层弯曲微结构不易实现,手套加压后的膨胀控制、手腕的双自由度结构、热防护材料与结构及其分型等都是手套研制面临的巨大困难。图 8 为“飞天”EVA 手套分型采用的技术处理手段。

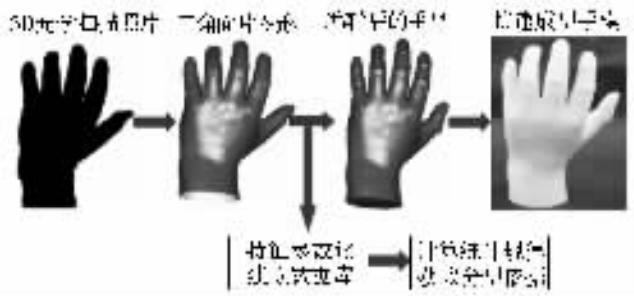


图 8 舱外服手套分型示意图

### 3.4 外防护层织物技术

舱外服外防护层应具有满足需要的辐射特性性能、强度和耐磨等机械性能,空间环境下的化学稳定性和空间可用性筛选、满足综合要求的复合织物结构和织造方法,都是该织物材料的技术关键。在“863”技术预研基础上,突破了复合织物技术,并研制成功了采用由 PTFE 和 Nomex 纤维长丝织造的 R-N 复合织物作为外层防护材料。通过综合性能试验和模拟空间环境试验并充分验证,表明该织物具有良好的综合防护性能。

### 3.5 头盔面窗技术

头盔面窗技术难点涉及薄壁大尺寸聚碳酸酯的成型和内应力消除工艺、面窗的镀金工艺和防划伤涂层工艺、双层压力面窗充氮工艺,多层面窗组合以及与躯干的接口结构、面窗视野设计等多方面技术。

经国内多家研制单位通力合作、联合攻关,“飞天”舱外航天服头盔面窗的研制从根本上解决了多项关键技术问题,综合性能优异。

### 3.6 水升华器技术

水升华器核心冷却部件是多孔板,粉末镍合金成型的孔隙直径及均匀性、成型的密度和结构强度,升华换热器的强化传热结构以及水升华器装置整合设计和紧凑结构的连接、装配集成工艺实现构成了其研制的技术难点。“飞天”舱外航天服水升华器是在 10 多年技术积累的基础上完成的,测试表明其整体技术指标达到了 1000W 散热能力。

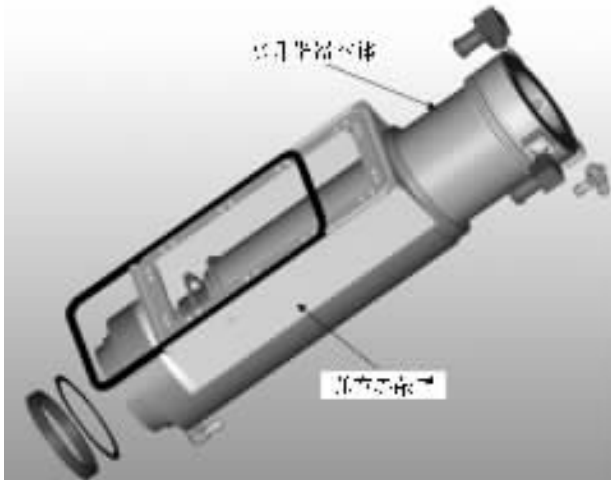


图 9 水升华器组件

### 3.7 循环动力系统小型化及降噪技术

舱外服通风回路和液冷回路的风机、泵及其控制器在座舱生保系统相关产品基础上进行了小型化,机械结构、电路结构的复杂度随之增加;在保证压头、流量和转速也有较大增加的同时还要保证噪音在容许的范围内。

### 3.8 CO<sub>2</sub> 传感器技术

“飞天”舱外航天服采用了红外式 CO<sub>2</sub> 传感器,研制中突破了在纯氧环境下传感器长时间工作稳定性、压力补偿、温湿度影响控制,以及抗干扰等技术难题,产品工作稳定可靠,并具有很高的测试精度。

### 3.9 水气分离及冷凝水再利用技术

通风回路中经水升华器热交换器冷凝去湿后的冷凝水如何从通风气路中分离出来,以及分离后的输送和再利用,在失重条件都是特殊的难题。“飞天”舱外航天服采用静态分离技术,利用高倍率的吸水材料捕集冷凝水,通过压差控制捕集水流向作为升

华用水。主要难点是吸水材料、低阻力通风流道设计、排水通道流量安全控制。

### 3.10 气液综合控制技术

气液综合控制台需要在非常有限的结构尺寸内集成主备切换、正常、引射、应急控制、排气控制、供水控制、液温调节等多项功能;航天服上关节和手套整体配置的操纵工效结构设计约束和要求,都为设计增加了很大难度。经过攻关,“飞天”舱外航天服气液控制装置的功能逻辑和性能指标达到的设计要求,人/服匹配结构表明气动操纵工效良好。

### 3.11 高压储氧复合气瓶技术

经过复合材料氧瓶的缠绕和预紧力控制的技术攻关,专门研制的铝胆外玻璃纤维缠绕复合氧瓶通过了氧相容性、寿命与可靠性设计和验证。研制成功的复合材料氧瓶尺寸小、重量轻,稳定性好,破坏强度离散度达到同比钢瓶的水平。

### 3.12 低压综合测试技术

通过低压综合测试,成功实现了真空条件下能够模拟航天员进行控制台的操纵,解决了低压和真空试验的动态试验难题,尤其是实现了在无人试验时开启水升华器及温度调节,取得了无人试验测试充分性成果,为有人试验安全性提供了根本保障。

### 3.13 热平衡试验技术

舱外航天服空间极限状态被动热防护能力的定量测量和动态热特性测试是一项非常重要、困难的工作。利用暖体假人和模拟冷源地面试验环境,在无太阳模拟器条件下,外部采用红外热流模拟技术,通过综合试验设计首次成功实现了系统极限漏热测量和在无人状态下动态热特性试验,试验数据经分析有效可信,试验技术具有独创性。

## 4 主要技术性能测试结果与技术特点

“飞天”舱外航天服作为一个复杂的系统,从立项到完成研制及交付参加飞行任务,仅用了不到 4 年时间,经历了方案论证、方案设计、初样研制和正样研制阶段,得益于在技术状态管理上最大限度地采用了并行工程的理念,并通过各种技术手段降低技术风险。

产品的性能、安全性、可靠性是决定出舱任务成败的关键,因此完成集成的系统必须通过全面充分的试验验证和考核。作为出舱活动的关键产品,除进



表 1 飞天舱外航天服主要技术特性

序号	技术指标要求项目	技术特性
1	系统重质量	小于 120kg
2	系统功耗	不大于 55W
3	独立工作时间	大于 6h
4	系统工作压力	40kPa
5	正常供氧能力	2~4L/min
6	热防护特性	最大漏入热不大于 100W 最大漏出热不大于 40W
7	热控能力	120W~800W
8	通风流量	150L/min
9	压力应急保障能力	30min
10	人体尺寸适应能力	165~185cm
11	工效能力	上肢 5 自由度 下肢 3 自由度
12	遥测通信	无线/有线双模式 57 个遥测参数 全双工话音通信

行全面的无人系统功能和性能测试、接口匹配测试外,必须经过严格充分的安全性、可靠性和环境测试方能进行有人试验。由于系统的特殊性,试验在许多方面必须采用专门的测试技术方法和专用设备完成。如热试验、客观定量的工效测试,以及热真空和低压无人测试系统必须有相关的模拟试验系统才能进行,为此专门研制了用于舱外服热试验的暖体假人试验测试系统、关节力学试验系统、低压和热真空模拟操纵系统、模拟冷源及其温度控制系统、红外热流模拟系统。经过初样阶段的全面设计验证、正样阶段系统综合测试,“飞天”舱外航天服整体系统性能全面达到了设计要求,安全性可靠性完全达到了载人飞行要求。表 1 给出了“飞天”航天服的主要技术特性,整体系统动态性能试验主要结果如图 10~13 所示。

(1) 压力控制性能

图 10 为无人低压(真空)环境下,模拟典型漏率时的正常压力控制情况,表明系统控制精度、稳定性和动态跟随性均达到了设计要求。不同漏率的模拟测试表明,随漏率增加,控制压力变化范围略有增大,其与供氧压力调节器的动态特性有关,在 0.5~5L/min 消耗范围内均能够满足补偿式压力控制要求。

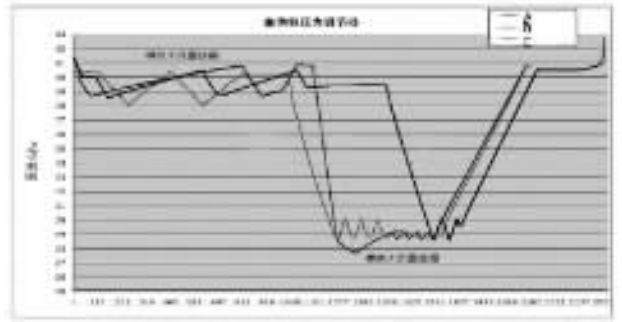


图 10 压力调控特性

(2) 热控能力

在热真空环境下,模拟外部平均热流状态,利用暖体假人按典型的代谢变化设置,并通过液温调节控制装置模拟控制,表明水升华器换热散热性能强,6 档液温调节控制变化合理,完全能够满足高代谢和出舱活动代谢变化剧烈的任务要求。

图 11 给出了通过热平衡试验舱外航天服在外模拟环境下的典型代谢模拟状态的温度变化控制情况。

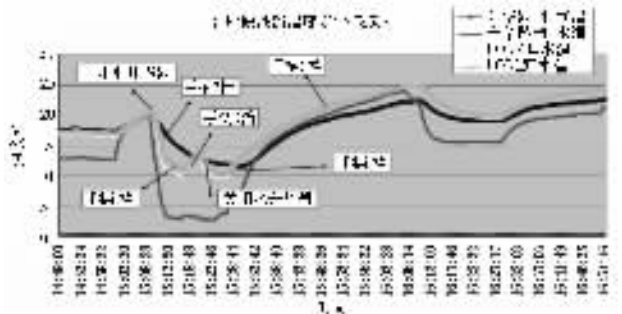


图 11 主动温控特性

(3) 工效保障能力

工效保障能力的客观测试重点在于关节活动范围和阻力矩变化程度,图 12 为利用关节力学试验机机器人系统给出的典型关节力学特性。试验结果表明,

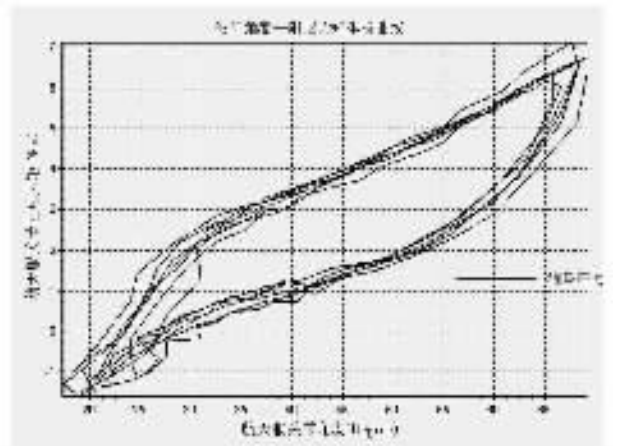


图 12 肘关节弯曲阻力矩特性

“飞天”舱外航天服的关节活动性能完全达到了预定要求,气密轴承性能与“海鹰”相当,关节活动性能要优于国外同类产品。

#### (4) 通风净化测试

图 13 为利用 CO<sub>2</sub> 注入法模拟人体不同代谢情况下的通风净化能力试验结果。在试验全过程中,CO<sub>2</sub> 水平控制非常理想,且已达到 6 小时以上的独立工作能力。

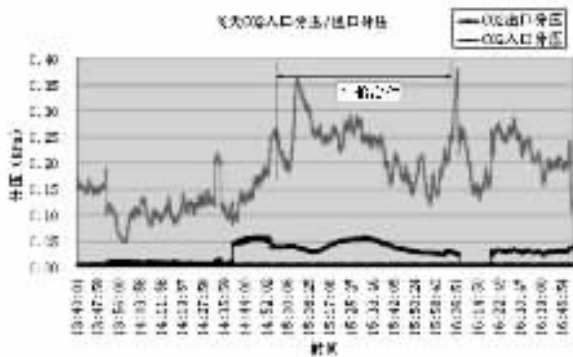


图 13 CO<sub>2</sub> 净化能力

## 4 与国外在用系统的比较

我国“飞天”舱外航天服作为后发研制的系统,在技术方案上吸取了美、俄舱外航天服的研制经验,针对任务要求和国内技术基础,经过近 4 年的工程研制,经历了在各种严格模拟环境下的全面设计验证和产品测试,结果表明:飞行用“飞天”舱外服已实现了全部设计功能,技术指标完全达到了设计目标,具备了执行复杂出舱活动任务能力。

与美、俄在半硬式舱外航天服相比,飞天舱外服在以下技术方面具有独特性:

(1) 具有独特的滚旋套叠机构的弯曲关节(仿生结构),活动性能优良;

(2) 视觉防护为注塑成型的半球形头盔面窗结构,具有更为充分的头部空间,光学性能和横向视野良好;

(3) 外防护层织物为独特的 PTFE 和 Nomex 纤维长丝双层复合结构,具有良好的综合防护性能;

(4) 采用镍粉末烧结的多孔材料和蜗旋式强化传热结构的水升华器冷源,散热效率高、冷却能力强;

(5) 采用红外式 CO<sub>2</sub> 传感器技术,具有快速响应速度、长时间工作稳定性和较高的在线测试精度;

(6) 铝胆玻璃纤维缠绕的高压复合材料氧瓶,尺

寸小、重量轻、强度高;

(7) 采用数字式出舱活动通信技术;

(8) 首次采用了数字个人信息处理与控制系统;

(9) 高集成度气液综合控制装置,与舱外服关节系统工效匹配好;

(10) 首次在舱外服上采用了 OLED,空间环境下显示可视性好、力学和高低温环境性能强。

## 5 结论与展望

“飞天”舱外航天服是我国研制的第一代轨道基舱外航天服,其各项功能和性能指标完全达到或超过了预期目标,技术上具有创新性、独特性,具备了执行一般的轨道出舱作业和较为复杂任务的活动操作能力,在神舟七号任务中成功实施了我国首次空间出舱活动的成功实践,标志着我国已掌握了出舱活动的核心技术,为后续空间站等大型空间设施的建设、维护和维修奠定了坚实基础。

执行在外空和星际表面的出舱活动任务是一项高风险、高复杂度的探险作业任务,目前国际上在用舱外航天服已能够满足人类基本出舱活动要求,但是要达到自由自在的境界尚有很大差距。由于技术限制,至今在用的舱外航天服在质量、操作活动性和灵活性、出舱过渡时间、热舒适性,以及高频度出舱消耗性设计等方面还有许多亟需解决的问题。根据飞天舱外服的研制经验和国外在先进舱外航天服研发技术趋势,飞天舱外航天服将在下列方面开展进一步的技术研究:

(1) 开展先进的舱外服系统架构研究,提供综合性能更为优异的出舱保证系统;

(2) 进一步提高操作活动性能和灵活性、触感等工效性能;

(3) 开展系统轻量化研究;

(4) 在保证工效性能的前提下,提高工作压力,减少预呼吸时间;

(5) 开展自动液冷温控技术研究,根据人体代谢变化实现热舒适性自动控制;

(6) 开展可再生的气体净化装置研究;

(7) 开展辐射冷源、复合冷源等先进冷源系统研究;

(8) 提高系统工作寿命,改进系统可维护性设计,

改进在轨维护及维修便捷性;

(9) 进一步提高系统的安全性可靠性;

(10) 减小系统体积冗余, 增加机动性和有效操作范围;

(11) 开展先进的遥测通信和个人信息和显示系统研究, 在故障诊断、会议式信息交互等方面提供有效的支持;

(12) 开展人-机结合的出舱活动技术研究, 提供更有效率的任务能力;

(13) 开展出舱活动视频与舱外服系统一体化技术研究, 为轨道监视和地面技术支持提供充分的视频信息。

此外, 适时开展登月舱外航天服系统概念及关键技术研究。◇

#### 参 考 文 献

- [1] AN Azhaye et al. Space Biology and Medicine II: Life Support and Habitability, P.125-137 1994.  
[2] GI Severin. Design to safety: Experience and plans of the Russian Spacesuit programme, Acta Astronautica, Vol.32(1), P.15-23, 1994.

- [3] KT Wilson. Spacesuit development: The American Experience, JBIS Vol.38(2):51-60, 1985  
[4] James F Annis and Paul Webb. Development of a Space activity suit N72-13077(NASA CR-1892)  
[5] GI Severin, I P Abramov, et al Main phase of the EVA Space Suit Development, 46th Interational Astronautical Congress, IAA-95-IAA. 10.1.01  
[6] 陈景山 李潭秋等. 航天服工程. 北京: 国防工业出版社, 2003.10.  
[7] Man-Systems Integration Standard. NASA-STD-3000, Vol. 1, rev. A, March 1987.  
[8] Space Station and Advanced EVA Technologies. SAE International, SP-830, 1990  
[9] James G Sutton, Shuttle extravehicular life support equipment. AIAA 73-1333, sept. 1974  
[10] Joseph J Kosmo. SPACE SUIT EXTRAVEHICULAR HAZARDS PROTECTION DEVELOPMENT. NASA-TM-89355, January 14, 1987  
[11] I P Abramov, G M Glazov. Long-term operation of 'Orlan' space suits in the 'Mir' orbiting station: experience obtained and its application, Acta astronautica. Jul-Nov 2002  
[12] Stephen J Hoffman. Advanced EVA Capabilities: A Study for NASA's Revolutionary Aerospace Systems Concept Program. NASA/TP-2004-212068. April 2004.

(上接第 7 页)

批具有自主知识产权的核心关键技术, 带动了我国基础科学和应用科学相关领域加速发展, 促进了科技成果向现实生产力转化, 培养造就了一支能够站在世界科技前沿、勇于开拓创新的高素质人才队伍, 培育形成了特别能吃苦, 特别能战斗, 特别能攻关, 特别能奉献的载人航天精神。载人航天工程 16 年的实践充分表明, 党中央对发展我国载人航天事业的重大决策, 高瞻远瞩, 英明正确, 符合我国国情和航天技术发展客观规律, 对于我国在这一高技术领域占有重要一席之地, 提高我国的综合国力和国际竞争力, 增强民族自豪感和凝聚力, 促进科技进步和人才培养, 具有重要的现实意义和深远的历史影响。

太空探索永无止境, 航天事业任重道远。随着我国航天事业, 特别是载人航天工程的不断深入和发展, 在取得航天员出舱活动成功后, 将突破空间飞行器交会对接技术, 研制并发射空间实验室、空间站, 解决有较大规模、长期有人照料的空间应用问题。我国载人航天战线的全体同志决心以党的十七大精神为指引, 在党中央、国务院和中央军委的坚强领导下, 深入贯彻落实科学发展观, 继续弘扬载人航天精神, 以改革创新为强大动力, 不断提高自主创新能力, 进一步组织完成好载人航天工程后续任务, 用实际行动和优异成果再创我国载人航天事业新的辉煌, 为中华民族的伟大复兴谱写新的篇章。◇